(19) Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11) **EP 1 108 972 B1**

(12) **EUROPÄISCHE PATENTSCHRIFT**

(45) Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf die Patenterteilung:
21.03.2007 Patentblatt 2007/12

(51) Int Cl.:
F42B 10/64 *(2006.01)*

(21) Anmeldenummer: **00126530.5**

(22) Anmeldetag: **11.12.2000**

(54) **Vorrichtung zur Ruderanbindung für Lenkflugkörper**

Device for mounting a steering fin on a missile

Dispositif pour le montage d'une ailette de guidage dans un missile

(84) Benannte Vertragsstaaten:
DE ES FR GB IT SE

(30) Priorität: **16.12.1999 DE 19960738**

(43) Veröffentlichungstag der Anmeldung:
20.06.2001 Patentblatt 2001/25

(73) Patentinhaber: **LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH**
85716 Unterschleissheim (DE)

(72) Erfinder:
- **Hetzer, Walter**
  85630 Grasbrunn (DE)
- **Lenz, Ernst**
  85614 Kirchseon (DE)

(74) Vertreter: **Hummel, Adam et al**
EADS Deutschland GmbH
LG-PM - Patente
Willy-Messerschmitt-Strasse
85521 Ottobrunn (DE)

(56) Entgegenhaltungen:
US-A- 3 223 034
US-A- 4 327 886
US-A- 4 568 041
US-A- 5 249 761
US-A- 5 904 319

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist. (Art. 99(1) Europäisches Patentübereinkommen).

EP 1 108 972 B1

Printed by Jouve, 75001 PARIS (FR)

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft eine Vorrichtung zur Ruderanbindung für Lenkflugkörper, wobei das Ruderblatt (R) um eine Achse senkrecht zur Flugkörperachse drehbar ist und das Ruder eine Ruderwelle (W) mit einem konisch ausgebildeten flugkörperseitigen Ende (W1) aufweist.

[0002] Eine solche Vorrichtung is aus dem US 4 568 041 A bekannt.

[0003] Bei modernen Kampfflugzeugen werden die Lenkflugkörper für mittlere Reichweite überwiegend am Rumpf in teilversenkter Anordnung mitgeführt, um den Luftwiderstand zu reduzieren und die Radarsignatur günstig zu beeinflussen.

[0004] Die Form des Flugzeuginterfaces ist durch den derzeit eingeführten Luft-Luft-Lenkflugkörper vom Typ AMRAAM vorgegeben und wurde auch beispielsweise bei den Prototypen des Eurofighter EF 2000 in dieser Form realisiert. Für die Ruder und Flügel der AMRAAM sind dabei im Flugzeugrumpf schlitzförmige Ausnehmungen mit 41 mm Breite vorgegeben

[0005] Bei staustrahlgetriebenen AMRAAM Nachfolgeflugkörpern muß die Ruderlagerung außerhalb des Flugkörperrumpfes erfolgen, weil der Innenraum fast vollständig von der Staubrennkammer ausgefüllt wird. Dies führt im allgemeinen zu voluminösen Lagerungsprinzipien außerhalb der Flugkörper-Struktur, die daher nicht mit dem von AMRAAM vorgegebenen Flugzeuginterface kompatibel bleiben können.

[0006] Dabei genügt es nämlich nicht, den Flugkörper berührungsfrei in die vorgegebenen 41 mm breiten Ausnehmungen des Flugzeugrumpfes einzubringen, es muß auch eine geforderte Mindest-Freigängigkeit von mehreren Millimetern an allen Stellen eingehalten werden.

[0007] Um die Lagerung und den Transport zu erleichtern, ist es bekannt, die sperrigen Finnen von Flugkörpern erst kurz vor dem Einsatz zu montieren, wobei die Befestigung schnell und einfach erfolgen und den Stabilitätsanforderungen während des Fluges genügen muß. So ist es aus US 4,568,041 A bekannt, eine Finne mit Hilfe eines konischen Zapfens in einer entsprechenden in der Wand des Flugkörpers versenkten Aufnahmeöffnung einzusetzen und in definierter Winkelstellung durch Anziehen einer Schraube fest zu verklemmen. Diese Anordnung ist aber für Ruder ungeeignet, da sie einerseits tief in das Rumpfinnere des Flugkörpers eingreift und andererseits eine Bewegung der Finne beispielsweise durch Stellmotoren nicht zuläßt, so daß sie nicht als Ruder verwendet werden kann.

[0008] Die Forderung nach austauschbaren staustrahlgetriebenen Flugkörpern am gleichen Flugzeuginterface ist demnach durch herkömmliche Lösungen nicht zu erfüllen.

[0009] Es ist das Ziel der Erfindung, eine Vorrichtung der eingangs genannten Gattung zu schaffen, die sowohl die erforderlichen räumlichen Bedingungen erfüllt als auch für die bei den auftretenden Marschgeschwindigkeiten von Mach 4 auftretenden mechanischen und thermischen Belastungen geeignet ist.

[0010] Diese Aufgabe wird durch die im kennzeichnenden Teil von Anspruch 1 genannten Merkmale gelöst. Weitere vorteilhafte Weiterbildungen und Einzelheiten der Erfindung ergeben sich aus den Unteransprüchen und der Zeichnung, in der ein Ausführungsbeispiel beschrieben wird. Es zeigen

Fig. 1	schematisch die erfindungsgemäße Anordnung in ihrem Umfeld,
Fig. 2a und 2b	Aufsicht und Teil-Schnitt durch die erfindungsgemäße Anordnung,
Fig. 2c	einen weiteren Teil-Schnitt durch die erfindungsgemäße Anordnung.

[0011] Fig. 1 zeigt das Umfeld für den Gegenstand der Erfindung. In der Außenkontur des Flugkörperträgers F - im vorliegenden Fall der Rumpf bzw. die Tragflächen des Flugzeuges - ist eine Ausnehmung mit einer fest vorgegebenen Breite von 41 mm vorhanden, die für die Aufnahme des dem Flugzeug zugewandten Ruderblattes R eines einsatzbereiten Flugkörpers FK (AMRAAM) dient. Mit diesem Raum muß ein kompatibler Flugkörper auskommen.

[0012] Fig. 2 zeigt das Konstruktionsprinzip der AMRAAM-kompatiblen Ruderlagerung für einen staustrahlgetriebenen Flugkörper nach der Erfindung. Fig. 2a zeigt dabei die vorgeschlagene Lösung mit Blick auf die Ruderachse W in Richtung des Flugkörpers FK. Fig. 2b zeigt einen Schnitt durch die Anordnung sowie den Biegelastverlauf BL durch die Hauptelemente Interface-Beschlag B und Ruderwelle W.

[0013] Der Interface-Beschlag B zur Befestigung an der dünnwandigen Staubrennkammer der Flugkörperzelle FK besitzt einen Außendurchmesser B2 der einerseits die Kompatibilität und Freigängigkeit sicherstellt und andererseits durch die kegelförmige Ausnehmung B3 im Querschnittsverlauf an die auftretende Biegebelastung, die durch die am Ruder angreifende Luftkraft Fq verursacht wird, angepaßt ist.

[0014] Innerhalb der kegelförmigen Ausnehmung B3 des Beschlages wird die Ruderwelle W in Keramik-Nadellagern L aufgenommen. Der Querschnittsverlauf der Ruderwelle W ist durch Wahl der Lagerdurchmesser d1 (22 mm) und d2 (12 mm) ebenfalls dem Belastungsverlauf an der Ruderwelle W angepaßt. Die Ruderwelle W nimmt in einer schlitzförmigen Ausnehmung W4 das Ruder R auf, welches den zylindrischen Teil des Interface-Beschlages B2 wie in Fig. 2c dargestellt bis zur Wurzel umschließt.

[0015] An der Beschlaginnenseite ist der Ruderantriebshebel H formschlüssig mit der Ruderwelle W verbunden. Der Ruderantriebshebel H wird, wie in der eingangs erwähnten Druckschrift erläutert, von einem elektromechanischen Stellsystem betätigt.

[0016] Die beschriebene Anordnung vereinigt mehrere Vorteile:

[0017] Der Querschnittsverlauf am Beschlag B und an der Ruderwelle W ist in idealer Weise unter Minimierung der Abmessungen an den extremen Belastungsverlauf anpaßbar

[0018] Die Hauptkomponenten der Anordung sind ferner kostengünstig mit einfachen Bearbeitungsprozessen-fertigbar und montierbar.

[0019] Die in der Marschflugphase des Flugkörpers aufgrund von aerodynamischer Aufheizung bei Geschwindigkeiten bis Mach 4 auftretende hohe thermische Belastung führt zu einer homogenen Aufheizung der Hauptkomponenten und ermöglicht daher eine kostengünstige und klassische Anordnung von Hochtemperatur-Keramiknadeln als Lagerelemente.

[0020] Die Ausbildung des Ruderinterface W4, also der Verbindung zwischen Ruder R und Ruderwelle W, ermöglicht eine einfache Herstellung und die schnelle Montierbarkeit des Ruderblattes mit Standardwerkzeug unter Gefechtsbedingungen.

[0021] Das Ruderinterface liegt ferner nahe am Druckpunkt des Ruderblattes, daher ergeben sich an der Einspannstelle kleine Wurzelbiegemomente

[0022] Ferner kann die Abdichtung des Flugkörpers nach außen im Bereich des Flugkörper-Interfacebeschlages B und des Ruderantriebshebels H einfach und perfekt erfolgen, da die Stelle der Relativbewegung am äußeren Ende des Interfacebeschlages liegt.

Patentansprüche

1. Vorrichtung zur Ruderanbindung für Lenkflugkörper, wobei das Ruderblatt (R) um eine Achse senkrecht zur Flugkörperachse drehbar ist und das Ruder eine Ruderwelle (W) mit einem konisch ausgebildeten flugkörperseitigen Ende (W1) aufweist, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Vorrichtung einen an der Aussenseite der dünnwandigen Flugkörperzelle (FK) unbeweglich befestigten Beschlag (B) aufweist, das Ruderblatt (R) mittels eines Ruderantriebshebels (H) schwenkbar ist und der Beschlag (B) ein von der Flugkörperwandung hervorstehendes Lager (B1) mit wenigstens teilweise zylindrischer Außenkontur (B2) und einer konischen Ausnehmung (B3) zur formschlüssigen Aufnahme des entsprechend konisch ausgebildeten flugkörperseitigen Endes (W1) der Ruderwelle (W) aufweist, wobei der Durchmesser (d1; d2) von Ausnehmung (B3) und Ruderwelle (W) sich in Richtung Flugkörperwandung verjüngt.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** das Lager (B1) flugkörperseitig eine Öffnung (B4) für den Durchgriff des Ruderantriebshebels (H) zur formschlüssigen Verbindung mit der Ruderwelle (W) aufweist.

3. Vorrichtung nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß** der aus der Ausnehmung (B3) des Lagers herausragende Teil (W2) der Ruderwelle (W) verjüngt ausgebildet ist, wobei sich der Durchmesser zum ruderseitigen Ende hin verjüngt und eine schlitzförmige Ausnehmung (W4) zur Befestigung des Ruderblattes (R) aufweist.

4. Vorrichtung nach Anspruch 1 - 3, **dadurch gekennzeichnet, daß** das Ruderblatt (R) den zylindrischen Teil (B1) des Lagers (B) bis zu dessen Wurzel (B0) umschließt.

5. Vorrichtung nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, daß** die Ruderwelle (W) in Keramik-Nadellagern (L) gelagert ist.

Claims

1. A rudder attachment device for a guided missile, the rudder blade (R) being rotatable about an axis perpendicular to the missile axis and the rudder comprising a rudder shaft (W) with a conically constructed end (W1) on the missile side, **characterised in that** the device comprises a mount (B) fastened immovably to the outside of the thin-walled missile airframe (FK), the rudder blade (R) is swivellable by means of a rudder drive lever (H) and the mount (B) comprises a bearing (B1) protruding from the missile wall and having an at least partially cylindrical outer contour (B2) and a conical recess (B3) for form-fitting accommodation of the correspondingly conically constructed missile-side end (W1) of the rudder shaft (W), the diameter (d1; d2) of recess (B3) and rudder shaft (W) tapering in the direction of the missile wall.

2. A device according to claim 1, **characterised in that** the bearing (B1) comprises an opening (B4) on the missile side for passage of the rudder drive lever (H) for form-fitting connection with the rudder shaft (W).

3. A device according to claim 1, **characterised in that** the part (W2) of the rudder shaft (W) protruding out of the recess (B3) in the bearing is of tapered construction, the diameter tapering towards the rudder-side end and comprising a slot-shaped recess (W4) for attachment of the rudder blade (R).

4. A device according to claims 1 - 3, **characterised in that** the rudder blade (R) encloses the cylindrical part (B1) of the bearing (B) as far as its root (B0).

5. A device according to any one of the preceding claims, **characterised in that** the rudder shaft (W) is mounted in ceramic needle bearings (L).

Revendications

1. Dispositif de montage d'un gouvernail pour des missiles, la pale (R) tournant autour d'un axe perpendiculaire à l'axe de missile, et le gouvernail présentant un arbre de gouvernail (W) muni côté missile d'une extrémité conique (W1),
caractérisé en ce que
le dispositif présente une armature (B) fixée de façon immobile à la face extérieure du missile (FK) à paroi mince, la pale de gouvernail (R) est pivotante au moyen d'un levier d'entraînement de gouvernail, et l'armature (B) présente un palier (B1) faisant saillie de la paroi de missile, et muni d'un contour extérieur (B2) au moins partiellement cylindrique et d'un évidement conique (B3) pour loger par complémentarité de formes l'extrémité conique (W1) correspondante côté missile de l'arbre de gouvernail (W), le diamètre (dl ; d2) de l'évidement (B3) et de l'arbre de gouvernail (W) se rétrécissant en direction de la paroi de missile.

2. Dispositif selon la revendication 1,
caractérisé en ce que
côté missile le palier (B1) présente une ouverture (B4) pour le passage du levier d'entraînement de gouvernail (H) pour la liaison par complémentarité de formes avec l'arbre de gouvernail (W).

3. Dispositif selon la revendication 1,
caractérisé en ce que
la partie (W2) de l'arbre de gouvernail (W) faisant saillie de l'évidement (B3) du palier se rétrécit, le diamètre se rétrécissant vers l'extrémité côté gouvernail et présentant un évidement (W4) en forme de fente pour la fixation de la pale de gouvernail (R).

4. Dispositif selon les revendications 1 à 3,
caractérisé en ce que
la pale de gouvernail (R) entoure la partie cylindrique (B1) du palier (B) jusqu'à la racine (B0) de celui-ci.

5. Dispositif selon l'une quelconque des revendications précédentes,
caractérisé en ce que
l'arbre de gouvernail (W) est logé dans des roulements à aiguilles céramiques (L).

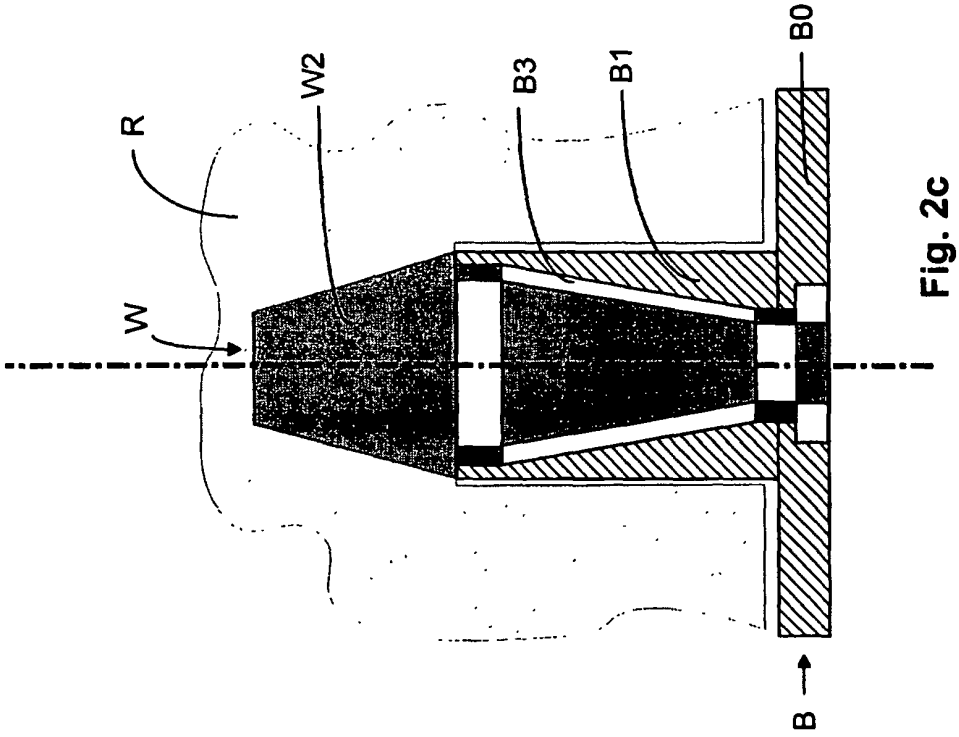

Fig. 2c

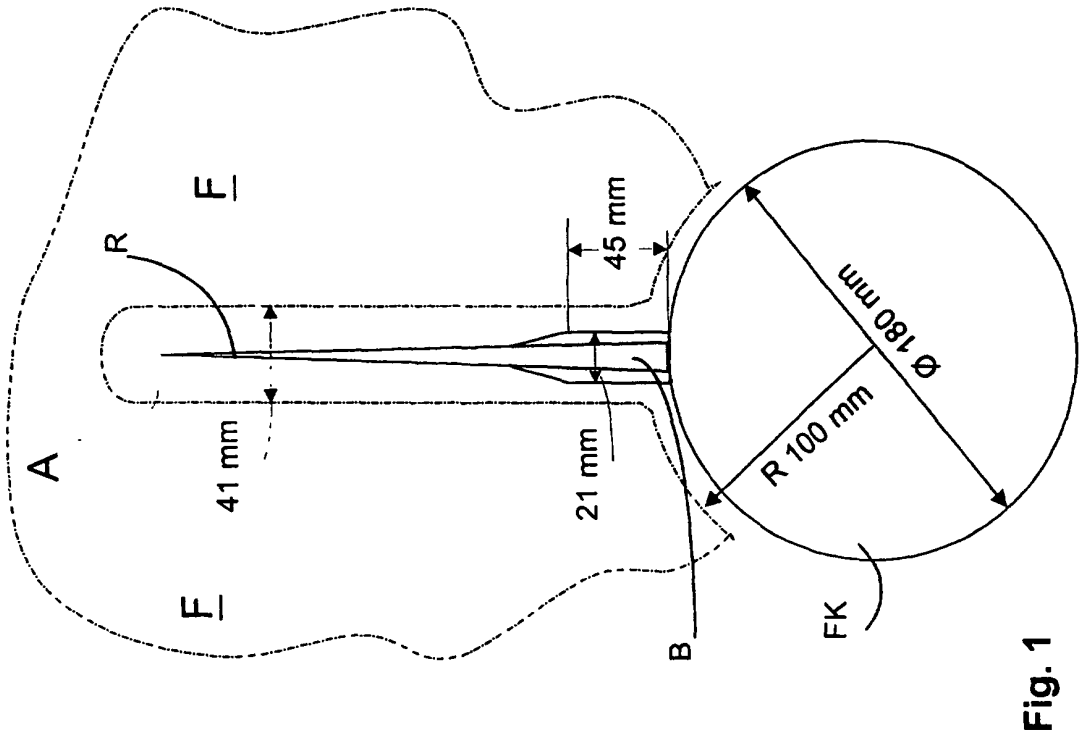

Fig. 1

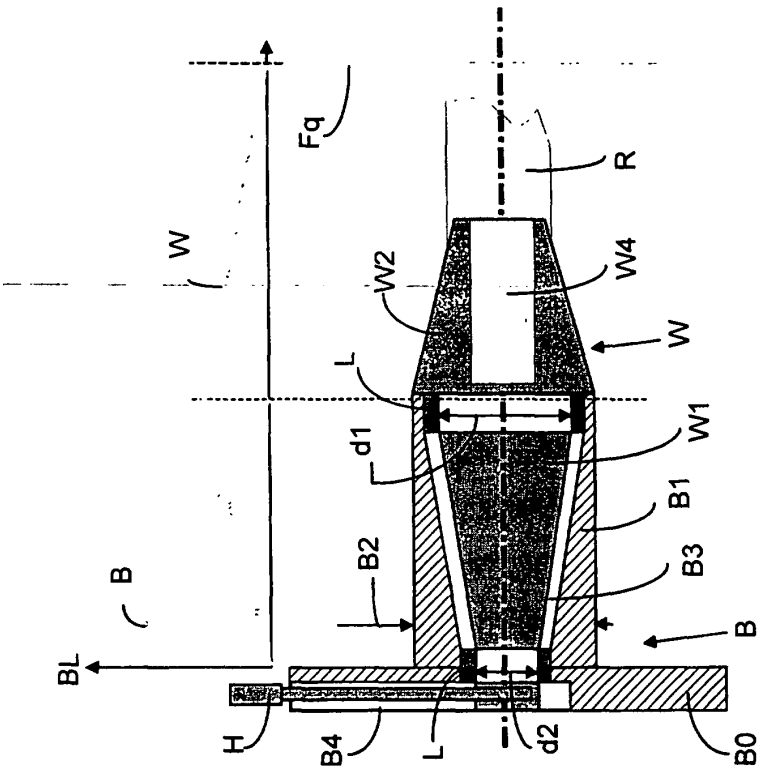

Fig. 2b

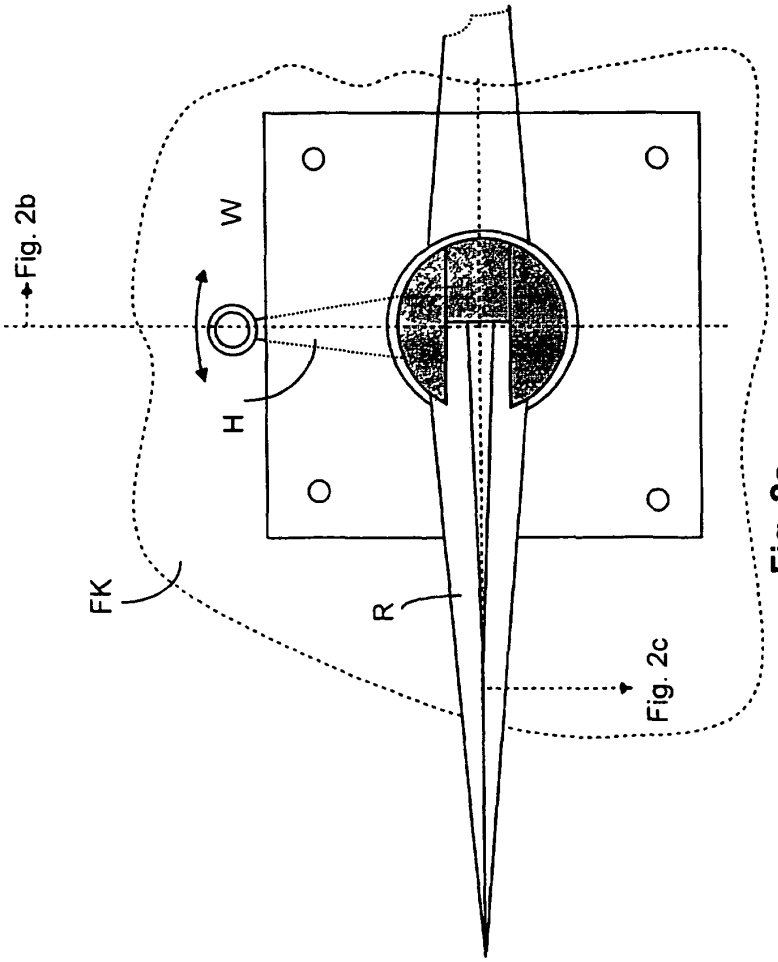

Fig. 2a